

滑空機用飛行シミュレータの研究開発

著者名(日)	諏訪 正典, 田中 敬司
雑誌名	東京都立産業技術高等専門学校研究紀要
巻	4
ページ	35-39
発行年	2010-03
URL	http://id.nii.ac.jp/1282/00000085/



滑空機用飛行シミュレータの研究開発

Research and Development of a Flight Simulator for Glider Training

諏訪 正典¹⁾, 田中 敬司¹⁾

Masanori SUWA, Keiji TANAKA

Abstract: *The Japan International Birdman Rally* has been held at Lake Biwa since 1977. Our team of *Tokyo Metropolitan College of Industrial Technology (CIT)* participates in the glider section of this Rally since 1999. As advanced control techniques are required for the purpose of further extension of flight performance of the glider, a pilot training system is necessary. On the other hand, a flight simulator for educational purposes has been developed at the Aerospace Engineering Course of CIT. By utilizing this simulator, the glider flight simulator for Birdman Rally has been manufactured. The development, primary functions and future topics of the simulator are summarized in this paper.

Keywords: flight simulator, aircraft dynamics, aeronautics, college education

1. はじめに

1.1 開発の目的

「鳥人間コンテスト選手権大会」(よみうりテレビ主催)が毎年、琵琶湖にて行われている。同コンテストは自作人力飛行機による飛行距離および飛行時間を競う大会であり、人力プロペラ機部門と滑空機部門に分けて行われる。本校の「人力飛行機研究部」は1999年以降、ほぼ毎回滑空機部門に出場し10位以内の成績を収めている[1]。滑空機部門での標準的な飛行は、湖上に設置された高さ10mのプラットホーム上で助走(最長助走距離:10m)をし、離陸、降下、引き起こしというシーケンスを経て定常滑空に移る飛行である。つまり、初期段階での降下を前提とした飛行であり、実機を用いた訓練飛行は危険を伴うためまず不可能である。また、主な操縦方法はパイロットが前後に移動し重心位置を変化させることによるピッチング操作であり、どのように操縦すれば良いかは何度も飛行してみなければ身につかない。したがって、フライトシミュレータなどを用いた模擬訓練手段が必要である。

一方、本校では教育研究用の飛行シミュレータの開発が進んでいる[2]。このシミュレータはプログラム作成に慣れていない学生でも航空機の運動方程式の組込み及びディスプレイ

描画が可能であり、実践的教育を実現するツールとして用いられている。

今回、この教育研究用飛行シミュレータに基づき、「助走模擬装置」「重心位置検出装置」の2つの装置を付加し、鳥人間コンテスト用滑空機に特化した飛行シミュレータを構築したので報告する。

1.2 これまでの経緯

滑空機用簡易シミュレータの制作: 本校での鳥人間コンテスト用滑空機の飛行シミュレータ開発は2005年から行われている[3]。当初開発したシミュレータは、パイロットの移動による重心位置の変化量(前後方向)を検出することができ、それを操舵量としてシミュレーションプログラムに与えることができた仕様であった。ただし、シミュレーションプログラムは既成のもので、いわばブラックボックス的な使用しかできず、内部でどのような処理をしているかわからなかった。

教育研究用飛行シミュレータの概要: 本校の航空宇宙工学コースでは、高学年及び専攻科において、運動力学、空気力学、制御工学の知識に基づき、飛行運動に係わる力学を学ぶ。飛行力学では、主として剛体の運動を取り扱う連立の微分方程式に基づいて学習するため、直感的な理解が難し

¹⁾ 東京都立産業技術高等専門学校 ものづくり工学科 航空宇宙工学コース

くなる。飛行力学の講義に並行して飛行シミュレータを体験すれば機体の運動や機器の挙動を効果的に把握させることができる。教育研究用飛行シミュレータは、こういった使用を想定した簡易な飛行シミュレータである。主な特徴は、学生が運動方程式のプログラムを容易に作成できること、飛行時間記録を収録分析できること、市販の資材を活用して安価であることである。また、精密に時間管理された実時間演算制御機能を有している。模擬の対象とした機体には公開された種々の機体データを利用する。本稿に示すように、滑空機の主翼翼型、機体形状、飛行記録から推算して作成された機体モデルを組み込んで使用する場合もある。

2. 飛行シミュレータ装置

2.1 仕様

シミュレータの主な仕様を表1に、外観を図1に示すが、概ね教育研究用飛行シミュレータ[2]に準じた仕様である。ここでは、新たに付加した入出力装置の仕様について述べる。

表 1 シミュレータの仕様

事項	機能・性能
サイクル時間	10ms～40ms
運動方程式	線形 6 自由度, 安定微係数入力
入力	助走, パイロット重心位置
表示	前方外部視界,
ハードウェア	<ul style="list-style-type: none"> ・パソコン 1 台 (AD ボード, カウンタボード込み) ・操縦装置 (荷重センサ, トレッドミル) ・コクピット及び支持フレーム ・プロジェクタ 1 台
ソフトウェア	<ul style="list-style-type: none"> ・飛行シミュレーションプログラム ・Microsoft Flight Simulator 2004 ・FSUIPC

前項で述べたとおり、鳥人間コンテスト滑空機部門における飛行では

- (1)対地速度 0m/s から人力による助走(最大助走距離 10m)を行い,
- (2)出場機の多くがパイロットの重心移動によるピッチング操作をしている

という2つの大きな特徴がある。これらの特徴をさらに細分して以下のとおりに目標とする入出力装置の仕様を定めた。

(1)の助走については、

[1]実際に助走ができ、助走終了までの速度情報が得られること。

[2]助走中に生じる揚力を算出し、揚力を体感できること。

[3]同様に抵抗力を算出し、抵抗力を体感できること。

[4]最大助走距離を助走した後、地面が無くなる感覚を体感できること。

(2)の重心移動式操縦については、

[1]パイロットが前後に移動することによる重心移動量を検知できること。

[2]パイロットが脚を振ることにより生じるトルクを検出できること。

[3]ピッチング運動を体感できること。

このうち、現在実現できている仕様は(1)-[1]と(2)-[1]であり、入力装置としてのみ機能している。

2.2 構成

本シミュレータ装置の構成を図 2 に示す。足場パイプで組んだフレームに、実機で使用しているのと同仕様のアルミパイプ製コクピットを吊し、これをシミュレータ本体とする。

入力装置として、重心位置検出装置、助走模擬装置を配する。これらの装置からの信号を A/D ボードやカウンタボードを介し、パーソナルコンピュータに与える。パーソナルコンピュータではこれらの情報を元に実時間演算(サイクルタイム 10ms～40ms)をし、その情報から模擬視界を生成する。以降、助走模擬装置と重心位置検出装置について述べる。

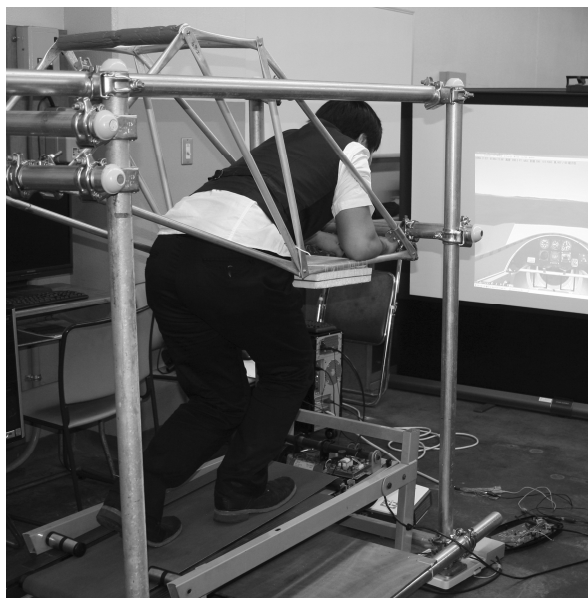


図1 シミュレータ外観

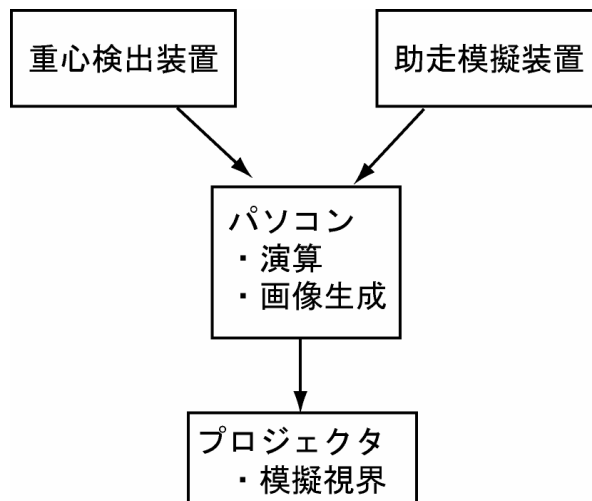


図2 シミュレータ装置の構成

2.3 助走模擬装置

市販のトレーニング用トレッドミルのベルト駆動部を本体コクピット下に配置した(図 3)。ベルト回転軸に磁石を1つ取り付け、磁気式センサを用いることで回転軸1回転につき1パルスを検出するようにした(図4)。今回使用したトレッドミルの回転軸直径は 45mm なので、1パルスあたりのベルト移動量は $45\pi\text{mm}$ =約 141mm である。

このパルスをカウンターボードに与える。今回はトグルモードでパルス間隔を測定している。すなわち(1)1つ目のパルスでタイマーをスタート、(2)2つ目のパルスでタイマーをストップ、(3)3つ目のパルスまではアイドル、3つ目のパルスでタイマーをスタート、(4)以後繰り返し。という動作であり、アイドルタイムが生じることで、最小分解能は $141\text{mm} \times 2 = 282\text{mm}$ となる(図 5)。



図3 助走模擬装置の外観



図4 回転数検出センサ部

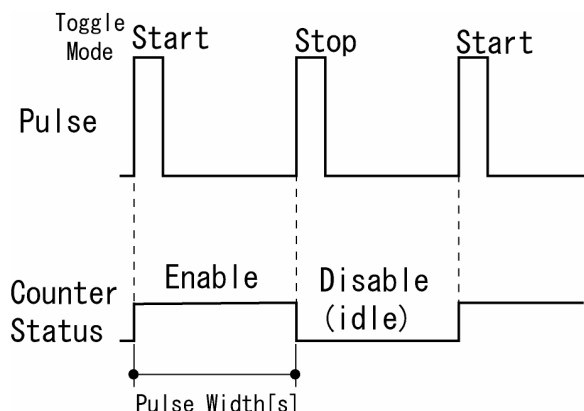


図5 回転時間の測定タイミング

2.4 重心位置移動検出部

対象とした滑空機には操縦桿やペダルがなく、パイロットが自らの身体を前後に移動させ、発生するピッチングモーメントにより機体のピッチ姿勢角を制御することができる。このパイロットの身体移動による機体重心の変動量を計算機に取り込むために、滑空機飛行シミュレータの4本の支柱基部に体重計を置き、そのストレージで検出され増幅された荷重は、AD変換器により計算機に取り込まれる。演算サイクル毎に荷重を取り込み、前2本の支柱からの荷重の合計と後2本の支柱からの荷重の合計を用いて重心の前後位置を計算する。ここに、飛行シミュレーション開始時の重心位置を原点とし、以降はその原点からの移動距離を算出する。この移動距離とパイロットの体重を用いて刻々のピッチングモーメント変化量とし、運動方程式への外力の形で印加する。

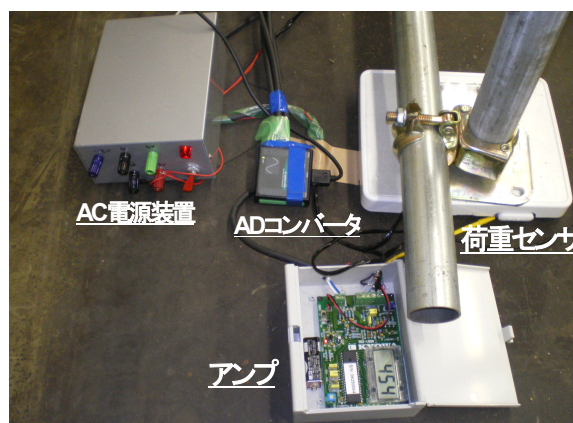


図6 重心位置移動検出部

3. 滑空機の飛行運動モデル

ここでは、本飛行シミュレータの飛行運動を計算するソフトウェアの機能を説明する。通常の飛行シミュレーション用ソフトウェアは、外部入力取込み、サイクル時間での微分方程式を数値積分する実時間演算、演算結果に基づいた外部信号発生、3ステップを実時間管理の下で繰り返す。本ソフトウェアも同様であり、一定の演算サイクル内に一回実行する

プログラム構成である。前述の教育研究用飛行シミュレータに使用しているソフトウェア[2]からの派生として開発したので、ここでは、もとのソフトウェアからの相違を中心に記述する。

3.1 飛行運動演算

航空機の縦運動は通常の微小擾乱を仮定した3つの連立線形微分方程式で記述されている。変数は、対気速度、迎角、ピッチ姿勢角速度の微小変動分であり、安定微係数を係数とする線形和でそれらの変数の微分が算出される。上記の重心移動量に基づくピッチングモーメント変化を入力として、それぞれの変数を数値積分し、刻々の状態を計算する。

3.2 安定微係数

上記の飛行運動計算用微分方程式の係数(安定微係数)は、機体の形状と翼の空気力学的特性に基づいて決定される。この係数を正しく推定するためには、飛行中に実際に働いている力をできるだけ正確に求めなければならない。具体的には飛行中のつりあい状態のピッチ姿勢角および迎角(=ピッチ姿勢角-対気経路角)を求めなければならない。線形化は釣合い状態を基準とし、そこからの微小変動分に注目して行われるからである。しかし、実験用航空機でない限り、飛行データからこれ等の釣り合い状態での諸数値を十分な精度で計測することは困難である。実際には計測されていない風(向かい風)があるため実際に判るのは対地経路角であり、対気経路角はわからない。また、滑空時のビデオ記録等の画像から姿勢角を精密に推定することも困難である。今回は、次の方法によって値を求めた[4]。

1)対気経路角が小さいときの重力と揚力の釣り合い方程式

$$mg \approx \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L(\alpha) \quad (1)$$

から、対気速度に初期値 $V = V_0$ を与え、 $C_L(\alpha)$ を求める。主翼の揚力特性及び抗力特性には三次元翼として推定した空力特性を用い、その $C_L(\alpha) \sim \alpha$ 特性から迎角 α を求める。

ここに、 m :機体質量、 g :重力加速度、 ρ :大気密度、 V :

対気速度、 S :主翼面積、 $C_L(\alpha)$:揚力係数である。

2)次に、対気経路角が揚抗比となること、すなわち

$$\gamma_{air} \approx \frac{C_D(\alpha)}{C_L(\alpha)} \quad (2)$$

および、対気経路角と対地経路角の関係が風 V_w を介して、

$$\gamma_{air} \approx \frac{w}{V} = \frac{w}{V_g} \frac{V_g}{V} = \gamma_g \frac{V_g}{V} \quad (3)$$

であることを利用して、既知の γ_g 、 V_g 、及び1)で求めた α を

用いて与えられる $C_L(\alpha)$ 、 $C_D(\alpha)$ から(3)式右辺の V を求め、

V_0' とする。ここに、 γ_{air} :対気経路角、 $C_D(\alpha)$:抗力係数、

w :垂直速度成分、 γ_g :対地経路角=0.049、 V_g :対地速度=6[m/s]である。

3)次に別の値の速度 $V = V_1$ を用いて上記 1)、2)を行い、(3)

式から同様に V_1' を求める。

4)さらに V を変化させて調べ、 V と V' が等しくなる場合の V を推定値とし、そのときの他の諸量も求めて釣合い値とする。

以上により求めた釣合い飛行時の変数の値は、

$$V = 7.52[m], \quad \alpha = 3.75[\text{deg}], \quad C_L(\alpha) = 1.35, \quad C_D(\alpha) = 0.05,$$

$\gamma_{air} = -2.24[\text{deg}]$ となった。このプロセスで明らかなように、

この方法によって風速を推定したことにもなる。このときの釣合い状態をもとに、安定微係数を推定した[5]。

3.3 地面効果の反映

滑空機が地面あるいは水面に近づくとき、いわゆる地面効果が生じ、翼の揚力特性及び抗力特性が変化し、飛行距離等に影響を生じる。本飛行シミュレータにおいてもこの影響を加味することとした。用いたモデルは、地面効果を主として揚力係数の増加 ΔC_L 及び抵抗係数の減少 ΔC_D として表現するもので、地面からの高度が低くなるにつれて相当するアスペクト比が増大して ΔC_L が大きく、 ΔC_D が小さくなるとした[6]。

対地高度を横軸、相当アスペクトの増加率を縦軸にした折れ線グラフから相当アスペクト比を読み取り、それを用いて釣り合いまわりの線形運動方程式に対して地面効果による揚力及び効力の変化を外力の形で加えた[7]。

4.機能確認

本シミュレータで行ったシミュレーションを数例示し、目標とした仕様を満たしているか検討する。対象とした機体は本校人力飛行機部の2006年鳥人間コンテスト出場機「RTR-2006」である。その諸元を表2に示す。

図7は助走模擬装置を用いたシミュレーション結果である。10mの助走後、ピッチ角が $-6^\circ \sim -2^\circ$ になるようにまた、助走後は操縦せずに自由滑空するように設定し、助走後6m/sの速度を得るように助走模擬装置上を走行して行った。10mの助走区間が再現されており、助走後スムーズに飛行シミュレーションに移行していることが確認できる。

現在、助走中の揚力変化や地面反力を反映させてはいないが、助走から搭乗、滑空へ遷移するシーケンスを体感させるツールとして活用するのに十分なツールである。

表 2: シミュレーション対象機の諸元

機体名		RTR-2006
全長		5.56m
全幅		16.55m
全高		1.93m
総重量		82kg (機体:32kg + パイロット:50kg)
操縦方法		体重移動式
主翼	翼型	NACA4412
	面積	17.9 m ²
	アスペクト比	15

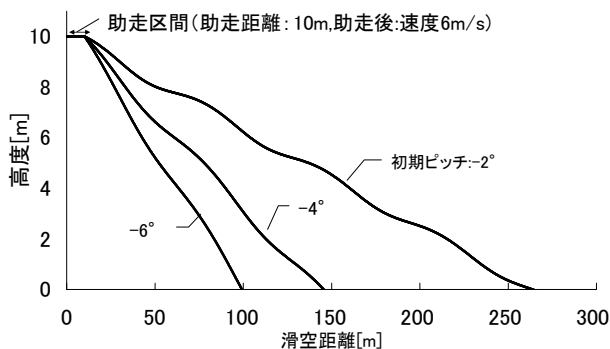


図7 助走模擬後の飛行経路

5. おわりに

今後の課題を以下に挙げる。

助走時、機体には地面を蹴る脚から上向きの反力が働く。この反力の影響も無視できないので、これをどう扱うかは今後の課題である。

鳥人間コンテストは「失速回復大会」とも呼ばれるくらい、プラットホーム離陸時は失速状態の飛行も多い。また、過度なピッチ運動によりピッチ角が過大になり失速に陥る飛行も多い。この状態に陥らない飛行訓練、失速状態からの回復訓練などのために、飛行運動の非線形モデル化が必要である。

同コンテスト用の滑空機は主翼スパンが大きく、ひとたびバンクを取ると回復が難しく、そのまま横滑りあるいは旋回に陥る。この状態に陥らない飛行方法、機体諸元を定めるために、横方向の運動も模擬できるようにしなければならない。

本稿を終えるにあたり、本研究開発が多数の本学学生の参加を得て進められてきたプロジェクトであることを付記し、協力いただいた学生諸氏への謝辞に代える。

参考文献

- [1] 諏訪ほか: 都立航空高専人力飛行機研究同好会の活動, 平成 14 年度工学・工業教育研究講演会講演論文集, 2002.
- [2] 田中: 高専教育のための飛行シミュレータの開発, 産業技術高専平成 20 年研究紀要, Vol.2, pp.37-41, 2009.
- [3] 桑原, 小高, 杉崎, 目崎, 諏訪: 滑空機用フライトシミュレータの製作, 航空高専平成 17 年研究紀要, Vol.43, pp.99-101, 2006.
- [4] 田邊: 滑空機の安定微係数の推算について, 平成 20 年度卒業研究報告, 2009.
- [5] 加藤, 大屋, 柄沢: 航空機力学入門, 東京大学出版会, 1982.
- [6] 山名, 中口: 飛行機設計論, p.612, 1968.
- [7] 田中良昌: 滑空機に対する地面効果の影響, 平成 20 年度卒業研究報告, 2009.